

Optimisation conceptuelle d'un drone HALE à énergie solaire et structure composite

Olivier Montagnier, Laurent Bovet¹

Laboratoire de Dynamique du vol
Centre de Recherche de l'Armée de l'air
Base Aérienne 701 - 13661 Salon air
omontagnier@cr-ea.net

Résumé :

Les drones haute altitude et longue endurance à énergie solaire peuvent être une solution pour de nombreuses missions. La difficulté dans la réalisation de tels drones est due aux très hautes altitudes visées et à la faible puissance électrique disponible pour alimenter les moteurs. L'optimisation réalisée ici consiste à maximiser la charge utile pour une masse totale fixée. Elle nécessite l'expression des postes de masse constituant le drone. En particulier, la masse de la voilure est minimisée par l'utilisation de matériaux composites et en tolérant une grande souplesse. L'optimisation montre l'existence du drone dans un plan vitesse de croisière/coefficient de portance. Celle-ci fait apparaître une solution optimale présentant une charge utile de l'ordre de 10% de la masse totale.

Abstract :

High altitude high endurance solar powered UAV can be a solution for many missions. The design complexity is due to the very high altitudes expected and the low available capacity to supply the engines. Optimization carried out here consists in maximizing the payload for a fixed total mass. It requires mass model for each constitutive part of the aircraft. In particular, the mass of the wing is minimized by the use of composite materials and by tolerate a great flexibility. Optimization shows the existence of the UAV in a cruise speed vs. lift coefficient diagram. This one revealed an optimal solution having a payload of about 10% of the total mass.

Mots-clefs :

drone à énergie solaire ; voilure composite ; optimisation

1 Introduction

Les drones HALE (High Altitude High Endurance) à énergie solaire peuvent être une solution pour de nombreuses missions à caractère scientifique comme le recueil d'échantillon d'air, la détection des tempêtes, l'interférométrie et l'imagerie hyperspectrale ou à caractère plus lucrative comme station de relais de télécommunications. Pour cela, ces drones doivent être conçus pour survoler la zone habituelle du trafic aérien actuellement surchargée pendant un temps très long (plusieurs mois).

Depuis les années 90, plusieurs travaux sur la phase conceptuelle de HALE à énergie solaire ont été menés. Le programme ERAST (Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) de la NASA est le principal projet ayant abouti sur la réalisation de plusieurs drones comme «Pathfinder» qui a atteint l'altitude de 24 km en 15 h de vol (Flittie and Curtin (1998)). Cependant, les choix conceptuels des principaux paramètres de tels drones, comme l'allongement de la voilure, la vitesse de croisière, la géométrie, le stockage de l'énergie pour le vol de nuit ... ne sont pas encore établis.

¹Nouvelle adresse : A400M Handling Qualities - Stability and Control department - EYCD - AIRBUS France

La difficulté dans la réalisation de tels drones tient d'une part aux très hautes altitudes visées (supérieures à 20 km) et d'autre part dans la faible puissance électrique disponible pour alimenter les moteurs et les batteries. En raisonnant à masse totale fixée, un simple bilan de puissance montre que la vitesse d'un tel drone doit être faible. Par conséquent, le drone doit équilibrer son poids grâce à une grande surface voilure. Celle-ci est obtenue en réduisant la masse structurale de l'aile grâce à l'utilisation de matériaux composites et en tolérant une grande souplesse de la voilure, mais également en réduisant au maximum la masse des systèmes embarqués ainsi que les commandes de vol. Par exemple, la propulsion sert à contrôler l'avion en lacet, voire en tangage. La problématique est donc très sévère et l'existence de tel drones passe nécessairement par des méthodes d'optimisation.

Le but de ce travail est d'obtenir les paramètres optimaux d'un drone à aile droite pour un allongement de voilure donné. Pour cela, la géométrie du drone et les caractéristiques de vol (vitesse de croisière,...) sont volontairement non définies. Les masses des différents postes sont en revanche considérées de manière exhaustive. En particulier, l'optimisation nécessite un modèle de masse voilure précis puisqu'il constitue la majorité de la masse.

2 Mise en situation

La conception d'un HALE à énergie solaire tient compte des éléments naturels suivants : le vent, le rayonnement solaire et l'atmosphère.

La mission future de ces drones sera principalement de se positionner sur une zone, ceci signifie qu'ils doivent être capables d'avancer à une vitesse relative au moins égale au vent moyen dans cette zone. Une étude du vent au dessus de l'Italie de Romeo et al. (2004) montre que celui-ci est au moins deux fois plus faible à 20 km qu'à 10 km et ne dépasse pas 40m.s^{-1} en rafale et 26m.s^{-1} en moyenne. Ces valeurs seront prises comme références.

Le modèle d'éclairement solaire consiste à donner la puissance solaire reçue par les cellules par unité de surface, \overline{P}_S . L'expression de cette puissance est issue de Harmats and Weihs (1999).

La modélisation de l'atmosphère apparaît par l'intermédiaire de la masse volumique de l'air.

3 Modélisation du drone

La masse des moteurs est définie par la puissance utile maximale c'est à dire $P_{u_{max}} = F_{max}V_c$ où V_c est la vitesse de croisière et F_{max} la poussée maximale définie par le plafond de propulsion telle que $F_{max} = mg/f$, f étant la finesse. Pour une masse spécifique (masse des moteurs/puissance maximale) donnée m_s , la masse des moteurs s'écrit alors :

$$m_{mot} = m_s \frac{mg}{f} \frac{V_c}{\eta_H} \quad (1)$$

où η_H est le rendement de l'hélice. Nous supposons que la puissance massique des moteurs est constante pour l'ensemble des drones étudiés.

La puissance solaire $P_S = \overline{P}_S S_{cel}$ est convertie en puissance électrique P_{elec} par les cellules solaires avec un rendement η_{cel} . Cette puissance électrique sert ensuite à alimenter les moteurs qui la convertissent en puissance motrice P_m avec un rendement η_{mot} et la charge utile qui consomme une puissance P_{cu} . Nous avons ainsi :

$$P_{elec} = \frac{P_m}{\eta_{mot}} + P_{cu} = \eta_{cel} P_S \quad (2)$$

Notons que le fonctionnement de nuit n'est pas pris en compte dans la modélisation. La puissance motrice P_m est le rapport de la masse des moteurs m_{mot} par la masse spécifique m_s . D'après (EQ. (1)) et en notant $d_{cel} = m_{cel}/S_{cel}$ la densité surfacique des cellules, il vient :

$$m_{cel} = \frac{1}{\eta_H \eta_{mot} \eta_{cel}} \frac{mg}{f} \frac{V_c d_{cel}}{P_S} + \frac{d_{cel} P_{cu}}{\eta_{cel} P_S} \quad (3)$$

Une description détaillée du modèle de traînée nécessaire à la détermination de la puissance motrice est donnée dans Bovet (2004).

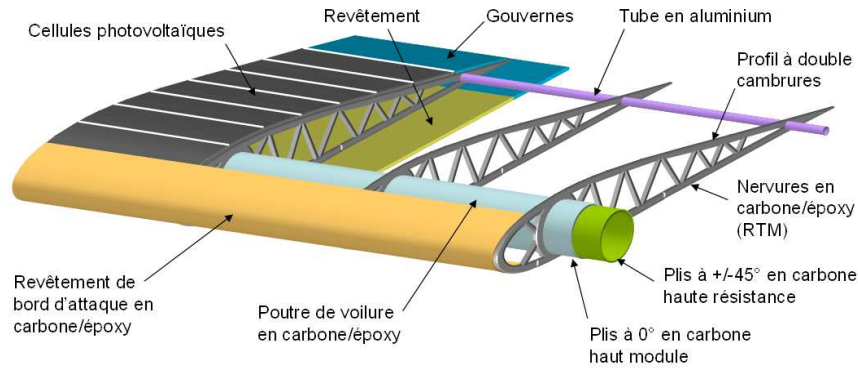


FIG. 1 – Ecorché de la voilure proposé pour le drone

Pour répondre au problème d'optimisation, il est nécessaire d'utiliser une géométrie de voilure générique, c'est à dire valable pour un grand nombre d'allongement, de surface voilure, de profil, ... L'architecture adoptée est proposée sur la FIG. 1. Ainsi, la voilure supposée rectangulaire se compose :

- d'une poutre circulaire creuse à section constante
- de nervures ultra-légères (procédé type RTM) espacées, de masse $m_{nerv} \approx n_{nerv} \varpi_{nerv} \bar{e}/2$ où $\bar{e} = le$ est l'épaisseur relative du profil, $n_{nerv} = E(2b)$ le nombre de nervures et ϖ_{nerv} la masse surfacique des nervures
- d'un revêtement ultraléger, de masse $m_{rev} \approx \varpi_{rev} b(2l+e)$ où ϖ_{rev} est la masse surfacique du revêtement
- d'éléments secondaires tels que les constituants des gouvernes, les renforts locaux, ... de masse $m_{restev} = \xi_{restev} m_v$ où ξ_{restev} est un pourcentage de la masse voilure.

La poutre est supposée reprendre l'intégralité des efforts. Si cette poutre est constitué d'un matériau homogène isotrope, la conception est relativement «aisée» puisque seuls les paramètres de géométrie sont à déterminer (Bovet and Montagnier (2006)). Pour le cas d'un matériau composite tel que les stratifiés carbone/époxy, la marge de manœuvre est beaucoup plus grande puisque non seulement la géométrie est à déterminer mais aussi la séquence d'empilement du stratifié et le choix des fibres de carbone.

Par conséquent, des choix conceptuels sont nécessaires à ce niveau d'étude puisqu'il est difficilement envisageable dans un premier temps de coupler l'optimisation complète du drone avec un algorithme d'optimisation de la séquence d'empilement. Aussi le choix du stratifié de la poutre sera le suivant : $[0_{n_0}^{\circ}, \pm 45_{n_{\pm 45}}^{\circ}]$. Les plis à 0° et ceux à $\pm 45^{\circ}$ pouvant être constitués de fibres de carbone différentes avec une même résine époxy. Ce matériau est alors qualifié d'«hybride». Le principe de ce stratifié est de décorréler les problèmes de torsion et de flexion

en essayant d'y répondre de manière optimale. La flexion de la poutre sera supportée par les fibres à 0° alors que la torsion sera supportée par les fibres à $\pm 45^\circ$. Ce choix est conservatif puisqu'en réalité les plis à 0° supporteront une petite partie de la torsion et les plis à $\pm 45^\circ$ supporteront une petite partie de la flexion. D'autre part, si le problème de flexion se résume à un problème de rigidité (aile trop souple), des fibres haut module seront appropriées, en revanche, si le problème est un problème de résistance, des fibres haute résistance seront préférées. Le raisonnement sera le même pour le problème de torsion. Le but final étant de minimiser le nombre de plis (n_0 et $n_{\pm 45}$) et par conséquent minimiser la masse de la poutre : $m_{poutre} = \rho_0 \pi b (r_e^2 - r_f^2) + \rho_{\pm 45} \pi b (r_f^2 - r_i^2)$ où ρ_i est la masse volumique des plis i , r_e le rayon extérieur de la poutre, r_i le rayon intérieur et r_f le rayon frontière entre les plis à 0° et $\pm 45^\circ$.

Nous supposons que la poutre reprend l'intégralité des efforts extérieurs et que les efforts extérieurs n'impliquent qu'un moment de flexion et un moment de torsion. Le cisaillement sera supposé négligeable. D'autre part, pour simplifier l'approche de manière à obtenir une écriture analytique des critères de résistance ou de déformation, nous nous plaçons dans le cadre de la théorie des poutres et le stratifié sera supposé élastique linéaire et dans un état de contraintes planes étant donné la faible épaisseur de la poutre relativement à son diamètre. Nous appliquerons donc une théorie des stratifiés simplifiée qui ne tient pas compte des effets de couplage entre les plis. Enfin, malgré la complexité des phénomènes de dégradation des matériaux composites, il est proposé d'utiliser le critère de Tsai-Wu.

Le dimensionnement en flexion de l'aile correspond au cas d'une ressource sous charge extrême n_{ext} sans braquage des ailerons. Le dimensionnement en torsion de l'aile correspond au cas du roulis donc avec nécessairement braquage des ailerons (de longueurs $b_a/2$). Il est alors possible de montrer que le dimensionnement de la poutre sous ces deux chargements se résume aux relations suivantes (Bovet and Montagnier (2006)) :

$$\sigma_{max.0} = \frac{n_{ext}(m - m_v)gb}{8(EI)_{yy_{hom}}} E_{yy_0} r_e \leq X \text{ \& } X' \quad (4)$$

$$\tau_{max.0} = \frac{n_{ext}glE_{xy_0}r_e}{2(EJ)_{xy_{hom}}} \left[(m - m_v) \frac{Cm_o^p}{Cz_{lim}} + m \frac{Cm_{\delta_m}^p \delta_m b_a}{Cz_{lim} b} \right] \leq C \quad (5)$$

$$\tau_{max.\pm 45} = \frac{n_{ext}glE_{xy_{\pm 45}}r_f}{2(EJ)_{xy_{hom}}} \left[(m - m_v) \frac{Cm_o^p}{Cz_{lim}} + m \frac{Cm_{\delta_m}^p \delta_m b_a}{Cz_{lim} b} \right] \leq \frac{B + \sqrt{B^2 + 4A}}{2A} \quad (6)$$

avec

$$(EI)_{yy_{hom}} = \frac{\pi}{4} [E_{yy_0} (r_e^4 - r_f^4) + E_{yy_{\pm 45}} (r_f^4 - r_i^4)] ; A = \frac{1}{XX'} - \frac{1}{\sqrt{XX'YY'}} + \frac{1}{YY'}$$

$$(EJ)_{xy_{hom}} = \frac{\pi}{2} [E_{xy_0} (r_e^4 - r_f^4) + E_{xy_{\pm 45}} (r_f^4 - r_i^4)] ; B = \frac{1}{X} - \frac{1}{X'} + \frac{1}{Y'} - \frac{1}{Y}$$

où E_{yy_i} , E_{xy_i} , X , X' , Y , Y' et C sont respectivement le module d'élasticité en tension dans la direction y du pli i , le module d'élasticité en cisaillement du pli i , la contrainte maximale admissible en traction longitudinale, en compression longitudinale, en traction transverse, en compression transverse et en cisaillement. Notons que la poutre n'est pas dimensionnée au flambage en torsion, en revanche une épaisseur minimum de 2 mm de stratifié est imposée.

D'autre part, une voilure qui satisfait le critère de résistance peut tout de même présenter une déformation en flexion très importante, qui nuit fortement aux performances de l'avion. Il est donc nécessaire de définir un critère de déformation limite de l'aile c'est-à-dire qu'une flèche maximale admissible $u_{z, max}$ est définie telle que $u_{z, max} = \Lambda \frac{b}{2}$ où Λ est la flèche maximale admissible adimensionnée. Sous les hypothèses d'Euler-Bernoulli, le critère de déformation s'écrit alors : $(n_{lim}(m - m_v)gb^2)/(64(EI)_{yy_{hom}}) \leq \Lambda$.

Enfin la masse restante est constituée de la masse du fuselage exprimée grâce au modèle de Roskam, des masses des empenages et du train d'atterrissage supposées proportionnels à la masse totale respectivement de ξ_{emp} et ξ_{train} , d'où : $m_{reste} = 0.232m^{0.95} + (\xi_{emp} + \xi_{train})m$.

4 Optimisation du drone

La masse totale du drone s'écrit en additionnant les différents postes et la masse de charge utile m_{cu} pouvant comprendre capteurs, batteries et autres :

$$m = m_v + m_{mot} + m_{cel} + m_{reste} + m_{cu} \quad \text{où} \quad m_v = m_{poutre} + m_{nerv} + m_{rev} + m_{restev} \quad (7)$$

Soit :

$$\frac{m_{cu}}{m} = 1 - \frac{m_v + m_{mot} + m_{cel} + m_{reste}}{m} = 1 - \mathcal{FOM} \quad (8)$$

Dans ce cas, \mathcal{FOM} est la fonction de mérite à minimiser pour le problème d'optimisation. Il est clair que pour que le bouclage sur la masse totale possède une solution, c'est-à-dire pour que le drone existe, il faut que : $\mathcal{FOM} \leq 1$.

La deuxième contrainte fondamentale sur la conception du drone réside dans la surface occupée par les cellules solaires S_{cel} sur la voilure. Le taux d'occupation des cellules $\mathcal{T} = S_{cel}/S$ ne doit pas dépasser un taux d'occupation maximal donné par la technologie : $\mathcal{T} \leq \mathcal{T}_{max}$.

L'optimisation d'un avion à énergie solaire peut consister à maximiser la charge utile embarquée pour une masse totale fixée, ou bien minimiser la masse totale de l'avion pour une masse de charge utile donnée. Les modèles précédents ont introduit un grand nombre de paramètres et il n'est évidemment pas question de tous les faire varier simultanément. Nous devons donc en fixer un certain nombre de manière à ramener cette étude d'optimisation à quelques paramètres fondamentaux pertinents dans la conception du drone. Nous choisissons ainsi un drone à aile droite avec un allongement de 12.5 et d'une masse de 220 kg, ce qui correspond environ au «Pathfinder» (Flittie and Curtin (1998)). Le taux d'occupation maximal des cellules solaires sur l'aile est de 75%, ce qui permet de répartir les cellules sur la surface de l'aile où la courbure est assez faible. Le matériau utilisé pour la poutre est un carbone/époxy unidirectionnel T800/M18. Pour le domaine d'utilisation opérationnel, nous fixons l'altitude de croisière à 60 000 ft, c'est-à-dire au-dessus du trafic aérien. La date du 22 Juin et la latitude de 45 degrés choisies correspondent à l'ensoleillement maximal lors du solstice d'été en France. Enfin certains paramètres de conception sont fixés par la technologie actuelle :

$$\begin{aligned} m_s &= 32 \text{ N/kW} ; \eta_{mot} = 0.9 ; \eta_H = 0.9 ; \varpi_{rev} = 0.1 \text{ kg/m}^2 ; \epsilon_e = 0.9 ; \varpi_{nerv} = 4.8 \text{ kg/m}^2 ; \\ \eta_{cel} &= 0.13 ; d_{cel} = 0.45 \text{ kg/m}^2 ; \bar{e} = 0.12 ; \Lambda = 0.16 ; n_{ext} = 4.5 \text{ g} ; b_a = b/2 ; \xi_{emp} = 0 ; \\ \xi_{train} &= 0.032 ; \xi_{restev} = 0.1 ; Cz_{lim} = 1.4 ; Cm_o^p = 0.05 ; Cm_{\delta_m}^p = 0.5 ; \delta_m = 10^\circ \end{aligned}$$

Les contours de \mathcal{FOM} et de \mathcal{T}_{max} sont donnés dans le plan $(V_c; Cz)$ (FIG. 2). La contrainte d'occupation maximale des cellules limite fortement le domaine de conception. D'après le contour de la fonction de mérite, le point optimal $(V_{opt}; Cz_{opt})$ se situe sur la courbe $\mathcal{T} = \mathcal{T}_{max}$. Ainsi, la fonction de mérite présente un minimum pour le coefficient de portance optimal $Cz_{opt} \simeq 0.85$. Pour cette valeur optimale, la fonction de mérite est proche de 0.9, c'est-à-dire que la charge utile maximale représente 29 kg pour une masse totale de 220 kg. À ce coefficient de portance optimal correspond la vitesse de croisière optimale $V_{opt} \simeq 31 \text{ m/s}$. Cette vitesse optimale est au dessus des niveaux de vent moyen attendus à cette altitude. Les caractéristiques du drone sont alors :

$$\begin{aligned} S &= 45.9 \text{ m}^2 ; c_a = 4.8 \text{ kg/m}^2 ; m_v = 105.8 \text{ kg} ; m_{mot} = 12.8 \text{ kg} ; \\ m_{cel} &= 15.4 \text{ kg} ; m_{reste} = 57.1 \text{ kg} ; m_{cu} = 28.9 \text{ kg} \end{aligned}$$

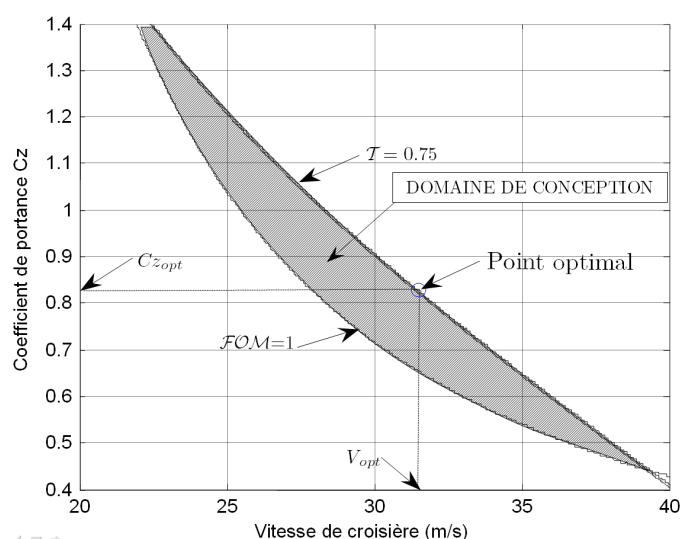


FIG. 2 – Domaine de conception possible du drone (en grisé) dans le plan $(V_c; C_z)$.

5 Conclusions

L'optimisation réalisée ici consistait à maximiser la charge utile pour une masse totale fixée. Pour cela, les postes de masse composant le drone sont exprimés en s'attardant en particulier sur la masse voilure constituant la part principale de masse. Un bouclage sur la masse totale permet alors d'en déduire une fonction de mérite à minimiser de manière à optimiser la conception du drone.

L'optimisation montre ainsi qu'il existe un domaine de conception possible du drone dans un plan vitesse de croisière/coefficient de portance. Celle-ci fait apparaître l'existence d'une solution optimale présentant une charge utile de l'ordre de 10% de la masse totale. Notons que ce résultat est obtenu dans des conditions très favorables (jour et heure). En revanche, la voilure est dimensionnée sous de très fortes charges, ce point reste à valider.

Ce travail sera poursuivi dans le futur par l'étude de l'effet de l'allongement puis avec la prise en compte du vol de nuit, c'est à dire par l'ajout d'un modèle de stockage et de restitution d'énergie. Le modèle pourra alors rendre compte du vol de très longue endurance.

Références

- Flittie, K. and Curtin, B. : 1998. Pathfinder solar-powered aircraft flight performance. *Proceeding of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit*. Boston.
- Bovet, L. and Montagnier, O. : 2006. Optimisation conceptuelle d'un drone à énergie solaire. *Technical report*. CReA.
- Romeo, G., Frulla, G., Cestino, E. and Corsino, G. 2004. Heliplat : Design, aerodynamic and structural analysis of very-long endurance solar powered stratospheric uav. *Journal of Aircraft* **41**(6), 1505–1520.
- Harmats, M. and Weihs, D. 1999. Hybrid-propulsion high-altitude long-endurance remotely piloted vehicle. *Journal of Aircraft* **36**(2), 321–331.
- Bovet, L. : 2004. *Optimisation conceptuelle de la croisière - Application aux avions de transport civils*. PhD thesis. University of Marseille, France.